

⑱ **BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND**



**DEUTSCHES
PATENT- UND
MARKENAMT**

⑫ **Patentschrift**
⑩ **DE 198 46 327 C 1**

⑤① Int. Cl.⁷:
B 64 G 1/10

②① Aktenzeichen: 198 46 327.8-22
②② Anmeldetag: 8. 10. 1998
④③ Offenlegungstag: -
④⑤ Veröffentlichungstag
der Patenterteilung: 16. 3. 2000

DE 198 46 327 C 1

Innerhalb von 3 Monaten nach Veröffentlichung der Erteilung kann Einspruch erhoben werden

⑦③ **Patentinhaber:**
DaimlerChrysler Aerospace Aktiengesellschaft,
80995 München, DE

⑦④ **Vertreter:**
Patentanwälte
HANSMANN-KLICKOW-HANSMANN, 22767
Hamburg

⑦② **Erfinder:**
Kerstein, Lothar, 27367 Sottrum, DE

⑤⑥ Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht
gezogene Druckschriften:
US 52 99 764

⑤④ **Flugkörper**

⑤⑦ Ein von Raumfahrzeugen aussetzbarer und in diese zurückholbarer Kleinflugkörper für Überwachungs-, Inspektions- und Reparaturaufgaben weist unter einer kugelförmigen, nachgiebigen Außenhülle einen modulförmigen Aufbau auf, bei dem neben einem Antriebs- und Steuermodul mit einer Reihe von Kaltgastriebwerken ein Nutzlastmodul vorgesehen ist. Letzterer kann sowohl verschiedene Greifwerkzeuge als auch Sensoren aufnehmen, die je nach Aufgabenstellung auswechselbar sind. Der Flugkörper, der sowohl seilgefesselt als auch mit Hilfe eines Videonavigationssystems vollautomatisch betrieben werden kann, kann im Inneren der Raumstation gewartet und betankt werden, und es können seine Batterien wieder aufgeladen werden.

DE 198 46 327 C 1

Beschreibung

Die Erfindung betrifft einen Flugkörper, insbesondere von einem Raumfahrtgerät aussetzbar und in diese rückholbarer Kleinflugkörper für Überwachungs-, Inspektions- und Reparaturaufgaben mit einem Antriebs- und Steuersystem sowie einer kugelförmigen, verformbaren Außenhülle.

Raumfahrtgeräte, die für die Wahrnehmung von Inspektions- und Meßaufgaben außerhalb einer Raumstation, aber auch für die Durchführung von Reparaturaufgaben einzusetzen sind und die zu diesem Zweck von der Raumstation ausgesetzt werden und nach beendeter Mission wieder eingeholt werden, sind bereits bekannt. So wurde bei den Reparaturarbeiten an der MIR-Raumstation beispielsweise unter der Bezeichnung X-MIR Inspector zu Testzwecken ein Flugkörper eingesetzt, mit dessen Hilfe ein Videonavigations- und Inspektionssystem verifiziert werden sollte. Daneben ist mit der Bezeichnung AERCam Sprint unter der Internet-Adresse <http://station.nasa.gov/station/assembly/sprint/> vom 4. Dezember 1997 in der Entwicklung befindlicher Flugkörper der eingangs genannten Art bekanntgeworden, bei dem im Inneren einer Kugel von einem Durchmesser von etwa 350 Millimetern zwei Fernsehkameras angeordnet sind. Dieser mit einem eigenen Steuer- und Navigationssystem sowie mit insgesamt zwölf miniaturisiertem stickstoffgasgetriebenen Triebwerken ausgestattete und als sogenannter Free Flyer konzipierte bekannte Flugkörper wurde bei einem Demonstrationsflug im Laderaum des Space Shuttle ausgesetzt, wo er ferngelenkt einen kurzen Flug absolvierte.

Nach der US 5,299,764 ist ferner ein Servicesystem für Raumstationen bekannt, wobei über eine Rakete mit einer Transporteinheit mehrere selbständige Reparaturmodule in den Weltraum gebracht werden. Im Bereich der Raumstation werden die Reparaturmodule von der Transporteinheit gelöst, um ihre Mission auszuführen. Jedes Reparaturmodul weist hierbei ein Antriebssystem sowie Steuerraketen für eine Lageregelung auf und enthält eine Einheit mit den für die Mission erforderlichen Sensoren und Werkzeuge.

Aufgabe der Erfindung ist es, einen derartigen Flugkörper so auszubilden, daß er möglichst vielseitig für Aufgaben im Außenbereich einer Raumstation einsetzbar ist und dabei ein Höchstmaß an Sicherheit und Handhabbarkeit bietet.

Die Erfindung löst diese Aufgabe durch einen Flugkörper mit den kennzeichnenden Merkmalen des Patentanspruchs 1. Der Flugkörper nach der Erfindung weist dabei den Vorteil auf, daß er im Orbit, beispielsweise im Inneren des Space Shuttle oder einer Raumstation gewartet und betankt werden kann und seine Batterien wieder aufgeladen werden können. Auch kann der erfindungsgemäße Flugkörper im Orbit umgerüstet oder repariert werden, so daß er nach einem erfolgtem Transport in den Orbit in diesem verbleiben kann. Wegen seines nur geringen erforderlichen Drucktanks, der die entsprechenden Sicherheitsanforderungen hinsichtlich Druck und Volumen erfüllt, können alle genannten Arbeiten im Inneren der Raumstation erfolgen.

Dadurch, daß optimal ein seilgefesselter Betrieb mit mechanischen oder elektrostatischen Greifvorrichtungen möglich ist, können mit dem Flugkörper nach der Erfindung auch größere Objekte, wie Satelliten, angefliegen und transportiert werden. In diesem Fall erfolgt die Kontrolle des Flugkörpers durch einen ebenfalls im Orbit befindlichen Astronauten, während sie ansonsten vom Inneren des Raumfahrzeuges aus vollautomatisch mittels eines Videonavigationssystems erfolgen kann.

Die modulare Bauweise des erfindungsgemäßen Flugkörpers ermöglicht nicht nur dessen In-Orbit-Servicefähigkeit, sondern auch den einfachen Austausch von Untersystemen und Nutzlasten wie Sensoren und verschiedenen Greifwerk-

zeugen.

Nachfolgend soll die Erfindung anhand von in der Zeichnung dargestellten Ausführungsbeispielen näher erläutert werden. Es zeigen:

5 **Fig. 1** einen ersten Flugkörper in perspektivischer Darstellung.

Fig. 2 eine Explosionsdarstellung der Anordnung gemäß **Fig. 1**,

Fig. 3 einen zweiten Flugkörper,

10 **Fig. 4** eine Explosionsdarstellung der Anordnung nach **Fig. 3** und

Fig. 5 eine Detaildarstellung eines dritten Flugkörpers.

Der in den **Fig. 1** und **2** dargestellte kugelförmige Flugkörper weist einen Durchmesser von etwa 350 Millimetern auf. Unter einer weichen, verformbaren Schutzhülle **1, 2**, in die zugleich eine rundum wirksame Antenne integriert ist, sind unter anderem eine integrierte Antriebsplattform, die im Detail in **Fig. 3** dargestellt ist, sowie Kontroll- bzw. Steuereinrichtungen und Funktionskomponenten angeordnet.

20 In **Fig. 1** erkennbar sind acht von insgesamt sechzehn Kaltgastriebwerken, die jeweils zu Viererblöcken **3** bis **6** zusammengefaßt sind, ferner drei Arme einer mechanischen Greifvorrichtung **7** sowie eine Öffnung für Überwachungseinrichtungen wie eine CCD-Kamera **8** und/oder einen Infrarotsensor. In weiteren Öffnungen der Schutzhülle **1, 2** befinden sich ein Betankungsstutzen **9** für das zum Betrieb der Triebwerke verwendete Kaltgas, ein Anschlußstecker **10** zum Aufladen der mitgeführten Batterien sowie eine Anzeigeeinheit **11** zur Anzeige des Ladezustandes von Batterie, Tanks usw. Schließlich ist in **Fig. 1** noch ein Griff **12** für die Handhabung des Flugkörpers durch einen Astronauten erkennbar.

Die Explosionsdarstellung in **Fig. 2** zeigt den modulförmigen Aufbau des Flugkörpers, bei dem an einer Trägerplatte **13** die einzelnen Nutzlastkomponenten, in diesem Fall die mechanische Greifvorrichtung **7** und die CCD-Kamera **8**, gehalten sind. Eine zweite, zentral angeordnete Trägerplatte **14** trägt im wesentlichen die für den Betrieb des Flugkörpers erforderlichen Komponenten wie vier Batterien **15** bis **18**, die Triebwerksblöcke **3** bis **6** und zwei Treibstofftanks **19** und **20**. An einer dritten Trägerplatte **21** sind schließlich die Tankstutzen **9** und der Griff **12** angebracht.

Der in den **Fig. 3** und **4** dargestellte Flugkörper unterscheidet sich von dem vorangehend beschriebenen in zweierlei Hinsicht. Zum einen ist dieser Flugkörper für einen seilgefesselten Betrieb ausgestattet, im Gegensatz zu der in den **Fig. 1** und **2** gezeigten frei fliegenden Variante, und zum anderen besitzt dieser Flugkörper eine elektrostatische Greifvorrichtung. Im einzelnen sind in **Fig. 3** neben der zweiteiligen Schutzhülle **31, 32** zwei von vier Triebwerksblöcken **33** bis **36**, Tankstutzen **39**, Batteriestecker **40** und Anzeige **41** die Komponenten einer elektrostatischen Greifvorrichtung **37** und ein Handgriff **42** als Komponente eines integrierten Bedienteils für den gefesselten Betrieb an einem Verbindungsseil **52** erkennbar.

Weitere Details dieses Flugkörpers sind wiederum in der Explosionsdarstellung in **Fig. 4** gezeigt. So ist im Zentrum der elektrostatischen Greifvorrichtung **37** eine CCD-Kamera **38** angeordnet, und es sind zwei Treibstofftanks **49, 50** vorgesehen. Der Handgriff **42** ist an einem Gehäuse **53** angebracht, das neben zwei Kontrollhebeln **54** auch eine Antriebsvorrichtung **55** für das Seil **52** enthält. Auch in diesem Fall weist der Flugkörper eine weitgehend integrierte Antriebsplattform auf, bei der Ventile, Triebwerke, die elektronischen Steuerkomponenten sowie sämtliche Verbindungsleitungen zu einer Baugruppe zusammengefaßt sind und lediglich die Treibstofftanks **49, 50** separate Komponenten darstellen.

Bei dem in Fig. 5 ohne die ihn umgebende Schutzhülle dargestellten Flugkörper sind bei ansonsten identischem Aufbau wie ihn der in den Fig. 1 und 2 gezeigte Flugkörper aufweist anstelle einer Greifvorrichtung zusätzlich zu einer CCD-Kamera 68 weitere Sensoren 66 und 67 vorgesehen, die an einer Trägerplatte 74 gehalten sind. Auch dieser Flugkörper ist wieder mit insgesamt sechzehn Triebwerken ausgestattet, die, zu vier Triebwerksblöcken 63 bis 65 zusammengefaßt, dem Gerät eine hohe Manövrierfähigkeit verleihen und einen Einsatz auch im Nahbereich orbitaler Systeme ermöglichen. Hinzu kommen zwei Treibstofftanks 79, 80 sowie Tankstutzen 69, Batteriestecker 70, Anzeige 71 und Griff 72.

Allen beschriebenen Flugkörpern gemeinsam ist, daß sie aufgrund ihrer extrem kleinen und leichten Bauweise, ihrer nachgiebigen Außenhaut und der Abwesenheit scharfer Kanten oder Ecken hohen Sicherheitsforderungen genügen und für eine Vielzahl von Überwachungs- und Handhabungsaufgaben außerhalb von Raumstationen einsetzbar sind.

Patentansprüche

1. Flugkörper, insbesondere von einem Raumfahrtgerät aussetzbar und in diese rückholbarer Kleinflugkörper für Überwachungs-, Inspektions- und Reparaturaufgaben mit einem Antriebs- und Steuersystem sowie einer kugelförmigen, verformbaren Außenhülle, **dadurch gekennzeichnet**, daß die das Antriebs- und Steuersystem bildenden Baugruppen (3-6, 15-20, 33-36, 49, 50, 63-65, 79, 80) zu einer Baueinheit zusammengefaßt sind und zusammen mit einem Nutzlastmodul (7, 8, 13, 37, 38, 66-68) die Komponenten des modulförmig aufgebauten Flugkörpers bilden und daß an der Außenhülle (1, 2, 31, 32) Elemente (9-12, 39-42, 69-72) für eine Wartung, Kontrolle und Handhabung des Flugkörpers angeordnet sind.
2. Flugkörper nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß Einrichtungen (42, 53-55) für eine seilgefesselte Handhabung vorgesehen sind.
3. Flugkörper nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß ein automatisiertes Videonavigationssystem (8, 38, 68) vorgesehen ist.
4. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß der Nutzlastmodul eine mechanische Greifvorrichtung (7) umfaßt.
5. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß der Nutzlastmodul eine elektrostatische Greifvorrichtung (37) umfaßt.
6. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, daß in die Außenhülle (1, 2, 31, 32) eine Antenne integriert ist.
7. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 6, dadurch gekennzeichnet, daß in der Außenhülle (1, 231, 32) ein Tankstutzen (9, 39, 69) angeordnet ist.
8. Flugkörper nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, daß in der Außenhülle ein elektrischer Anschlußstecker (10, 40, 70) angeordnet ist.

Hierzu 5 Seite(n) Zeichnungen

60

65

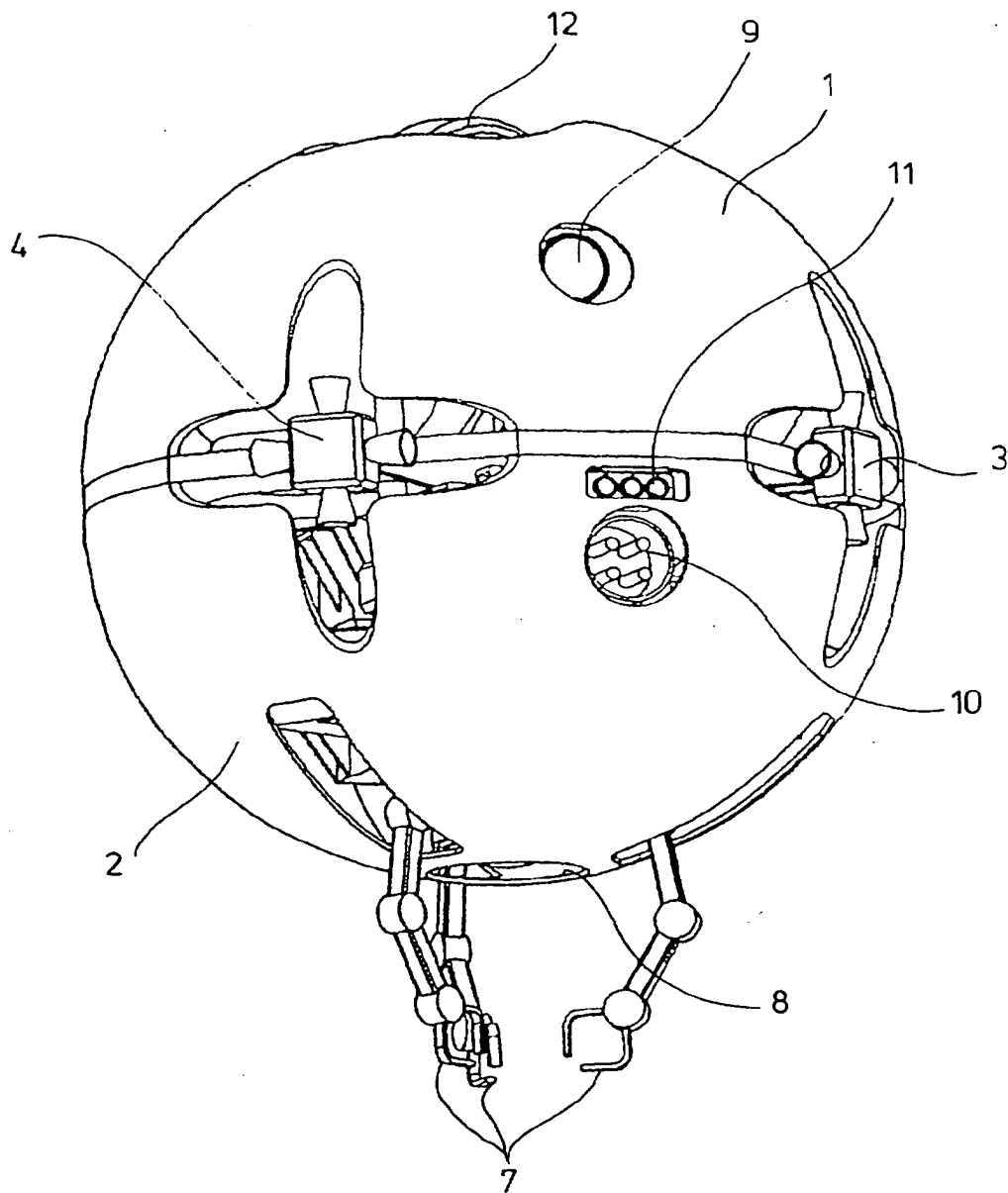


Fig. 1

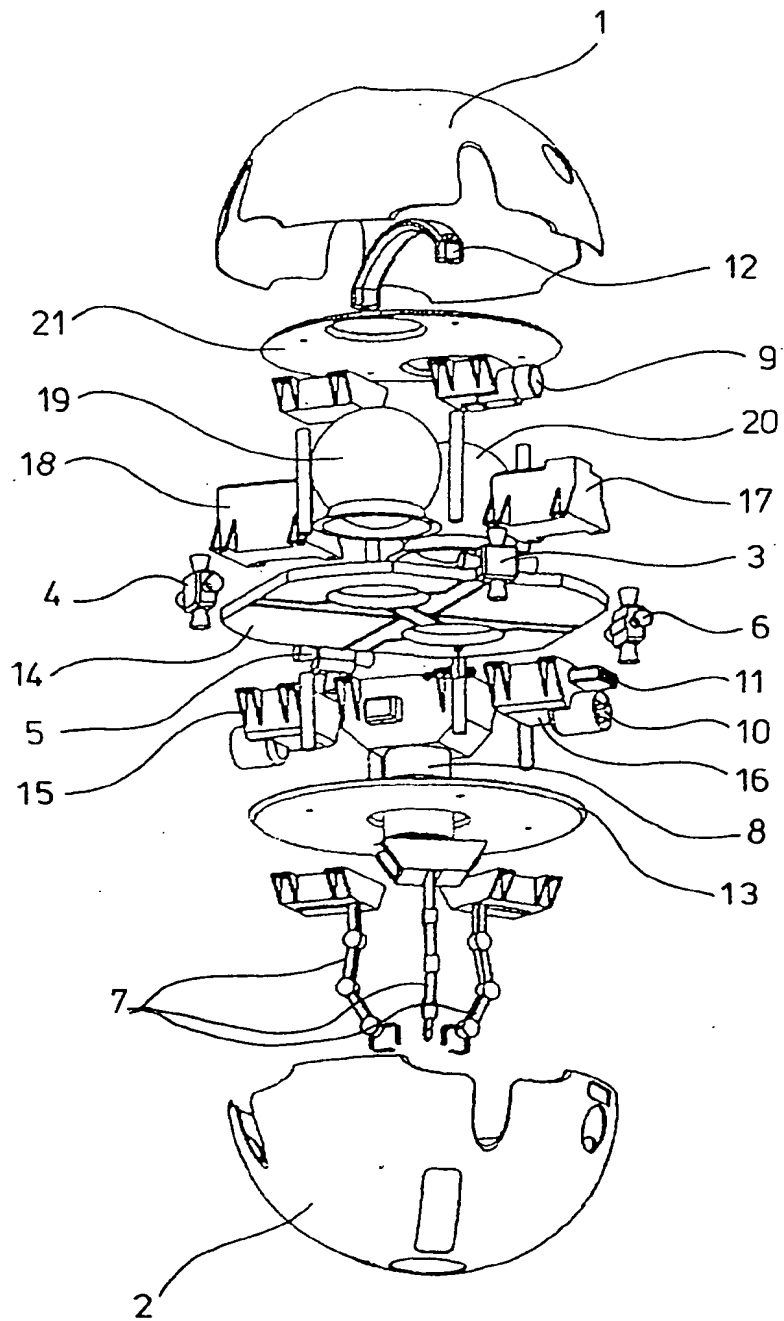


Fig. 2

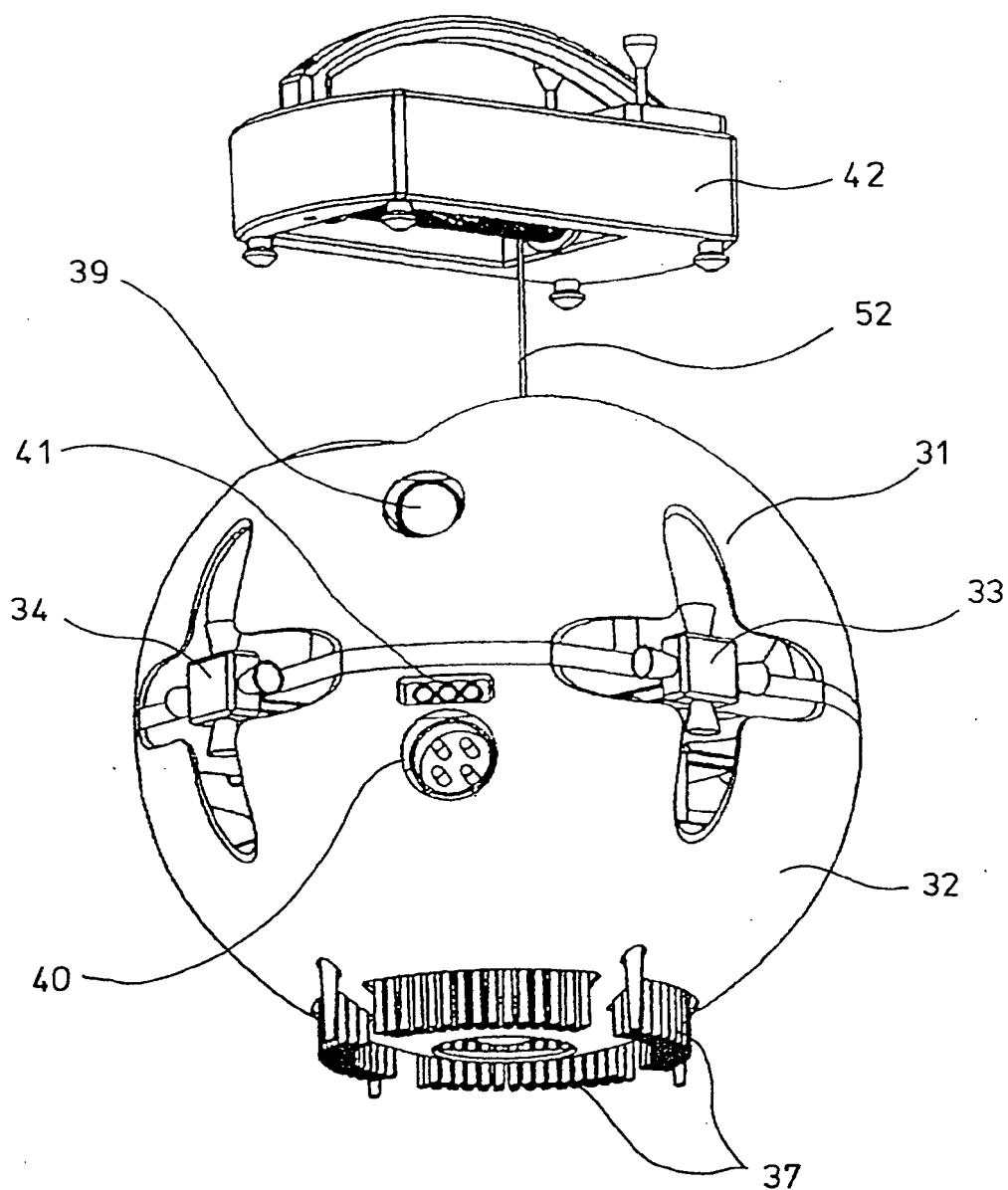


Fig. 3

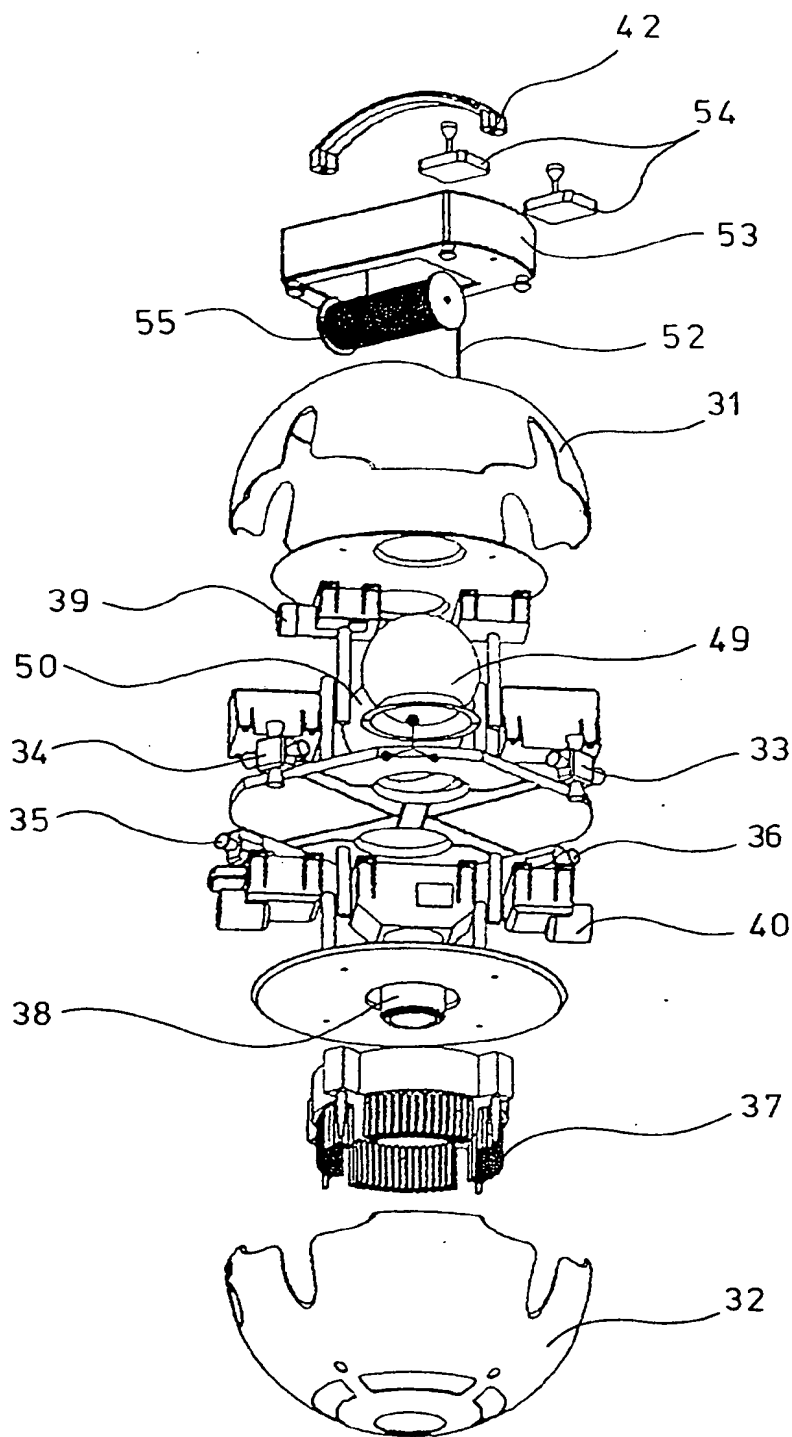


Fig. 4

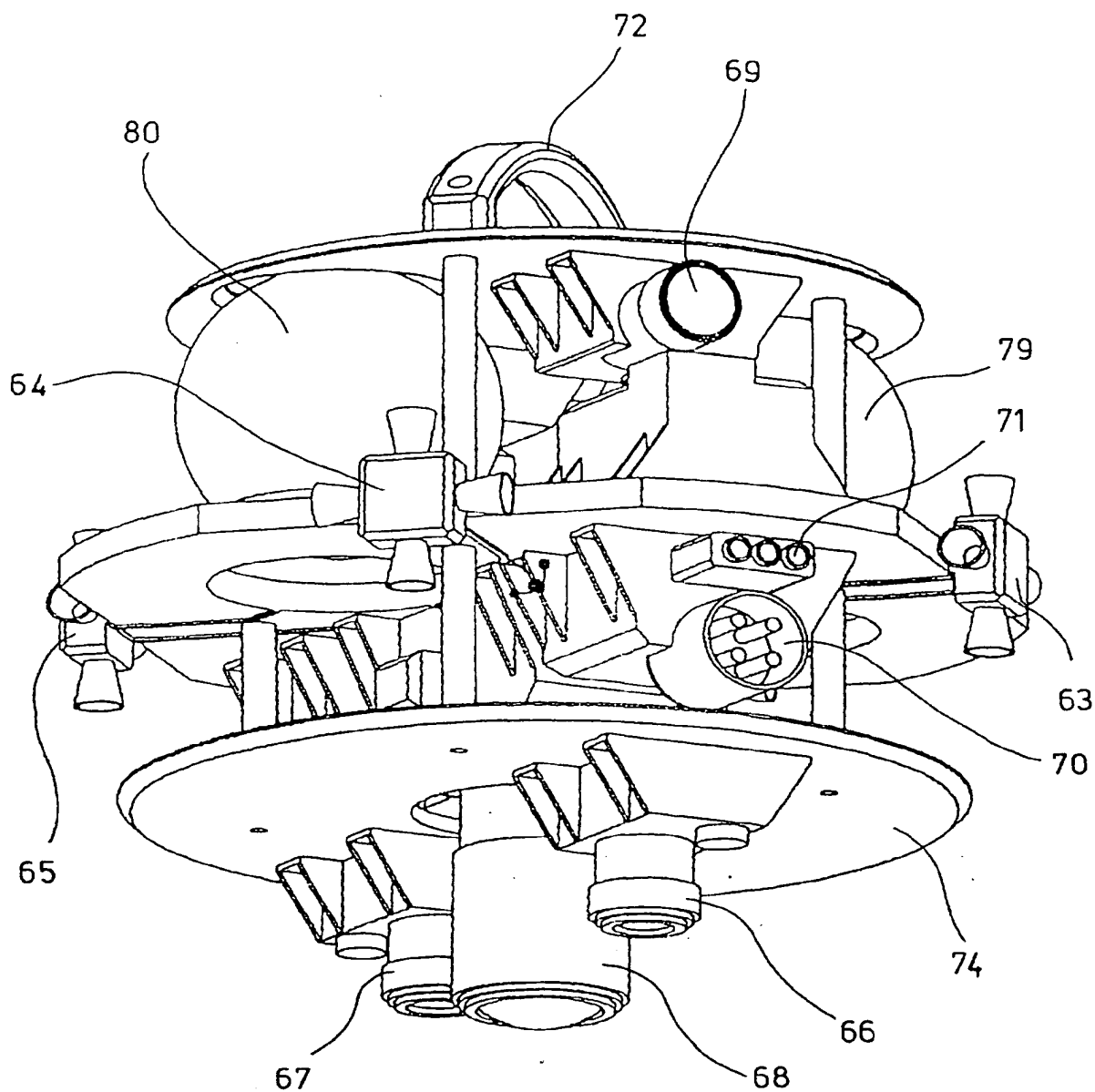


Fig. 5